

**Flugzeug mit einem periodisch und mit Stosswellenzuendung arbeitenden  
rohrfoermigen Rueckstossantrieb**

**Patent number:** DE1022912  
**Publication date:** 1958-01-16  
**Inventor:** SCHMIDT DIPL-ING PAUL  
**Applicant:** SCHMIDT PAUL  
**Classification:**  
- international:  
- european: F02K7/02  
**Application number:** DE1953SC12227 19530408  
**Priority number(s):** DE1953SC12227 19530408

**Report a data error here**

Abstract not available for DE1022912

---

Data supplied from the **esp@cenet** database - Worldwide

BEST AVAILABLE COPY

**THIS PAGE BLANK (USPTO)**

DEUTSCHES PATENTAMT



## AUSLEGESCHRIFT 1 022 912

Sch 12227 XI/62b

ANMELDETAG: 8. APRIL 1953

BEKANNTMACHUNG  
DER ANMELDUNG  
UND AUSGABE DER

AUSLEGESCHRIFT: 16. JANUAR 1958

1

Die Erfindung bezieht sich auf ein Flugzeug mit einem periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitenden rohrförmigen Rückstoßantrieb. Flugzeuge mit derartigen Rückstoßantrieben konnten bisher nicht mit hohen Geschwindigkeiten geflogen werden. Der Zweck der Erfindung ist es, durch eine Bauweise, die sowohl den Betriebsbedingungen eines periodisch arbeitenden Rückstoßantriebes wie auch den aerodynamischen Bedingungen für schnelle Flugzeuge entspricht, diesen Mangel zu beheben.

Es ist bereits bekannt, bei schnell fliegenden Flugzeugen mit kontinuierlich arbeitenden Strahltriebwerken im Anfangsquerschnitt des Rumpfes einen Verdrängungskörper anzuordnen. Auch ist der Vorschlag gemacht worden, in den sich nach hinten verjüngenden Rumpf eines Flugzeuges drei Turbinenstrahltriebwerke derart einzubauen, daß sie in Dreieckform im Rumpf eingeschlossen sind. Diese bekannten Einrichtungen berühren den Erfindungsgegenstand schon deshalb nicht, weil dieser von einem Flugzeug mit periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitendem Rückstoßantrieb ausgeht.

Erfindungsgemäß ist bei einem solchen Flugzeug hoher Geschwindigkeit der Rückstoßantrieb am Ende des Flugzeugrumpfes angeordnet und bildet mit diesem eine rohrförmige, gerade gestreckte Einheit, deren äußerer Querschnitt zwecks Ausbildung einer laminaren Grenzschicht in der umströmenden Luft wenigstens teilweise zum Ende hin sich stetig vergrößernd ausgebildet ist; dabei ist innerhalb des äußeren Querschnitts der Einheit und an deren Anfang ein Verdrängungskörper zur Verdichtung der im Flug einströmenden Luft angeordnet.

In einer vorteilhaften Weiterbildung der Erfindung ist das Einlaßventil des Rückstoßantriebes gegen den Flugkörper verschieblich und federnd gelagert.

In der Zeichnung ist eine Ausführungsform der Erfindung an Hand eines Längsschnittes durch ein Flugzeug veranschaulicht.

Der Rückstoßantrieb ist mit 1 bezeichnet. Er besteht aus einem sich zum offenen Auslaß hin ein wenig erweiternden Rohr, einem mit Rückschlagklappen versehenen Einlaßventil 2 und den Brennstoffzerstäubern 3. Diesen wird der Brennstoff durch eine Leitung 4 aus dem Tank 5 zugeführt. Das Ventil 2 ist in dem Rohr 1 verschieblich und dichtend gelagert. Die Brennstoffleitung ist in ihrem vom Ventil zu den Zerstäubern führenden Teil mit dem Ventil 2 fest verbunden, der übrige Teil der Leitung 4 befindet sich in Verbindung mit dem Flugkörper. Der Übergang von dem ruhenden zu dem verschieblichen Teil der Leitung 4 ist dichtend ausgeführt. Das Ventil 2 ist ferner mit der Feder 6 verbunden, deren anderes Ende an einem Bund 7 des im Rumpf liegenden Stützrohres 8 befestigt ist.

## Flugzeug mit einem periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitenden rohrförmigen Rückstoßantrieb

Anmelder:

Dipl.-Ing. Paul Schmidt,  
München 54, Riesstr. 18Dipl.-Ing. Paul Schmidt, München,  
ist als Erfinder genannt worden

2

Der Rumpf 9 des Flugzeuges erstreckt sich von dem Rückstoßantrieb 1 aus rohrförmig nach vorn. Zur Unterbringung eines Flugzeugführers ist er in seinem oberen Teil 10 ein wenig aus seinem im übrigen kreisförmigen Querschnitt herausgeführt. Bei führerlosen Flugzeugen entfällt zweckmäßig diese an sich geringe Abweichung von dem im übrigen fast gleichmäßigen Querschnitt. Der Lufteinlaß 11 am Anfang des rohrförmigen Rumpfes 9 enthält den Verdrängungskörper 12, welcher als Teil eines Einlaufverdichters für einen Flug mit Überschallgeschwindigkeit ausgebildet ist.

Aus der Figur ist zu entnehmen, daß der äußere Querschnitt der rohrförmigen Einheit sich in seinem wesentlichen Verlauf zum Ende hin stetig und ein wenig vergrößernd erstreckt. Dies ist vorteilhaft, weil dadurch die Ausbildung einer laminaren Grenzschicht in der umströmenden Luft bewirkt wird. Da die Ausbuchtung 10 im Verhältnis zum Gesamtquerschnitt gering ist und sich nur auf einen kleinen Teil des Gesamtkörpers des Flugzeuges erstreckt, so ist ihr Einfluß auf die umströmende Luft nicht erheblich.

Die Anordnung eines verschieblich und federnd gelagerten Ventils 2 ist deshalb vorteilhaft, weil dadurch die pulsierend auftretenden Gaskräfte des Rückstoßantriebes nur mit ihrem Mittelwert zur Wirkung kommen. Die Masse des Ventils und der damit verbundenen Teile führt eine kleine Schwingung gegen die Feder aus. Die Kraft der Feder an der Einspannstelle 7 weicht nur um geringe Beträge von dem Mittelwert der Schubkraft ab. Um die Abweichung besonders klein zu halten, können auch größere Massen mit dem Ventil verbunden werden. Doch ist dies im allgemeinen nicht erforderlich. Durch die Abfederung wird eine schwingende Bewegung der äußeren Begrenzung des Flugkörpers, die eine ungün-

BEST AVAILABLE COPY

stige Beeinflussung der Grenzschicht bewirken könnte, vermieden.

Die Bauart nach der Erfindung vereinigt die Vorteile eines pulsierend arbeitenden Rückstoßantriebes mit einer aerodynamisch günstigen Form eines Flugzeugs für Überschallgeschwindigkeiten. Ein pulsierend arbeitender Rückstoßantrieb benötigt im Vergleich zu stetig arbeitenden Strahlantrieben einen größeren Ausströmquerschnitt der Treibgase. Dabei ergibt die hohe Verbrennungsgeschwindigkeit als Folge einer Stoßwellenzündung günstige Wirkungsgrade der Verbrennung, deren Drücke aber wiederum nicht so hoch sind, daß sie große Wandstärken und damit hohe Baugewichte erforderlich machen würden. Vielmehr können große Schubkräfte mit geringem Baugewicht erreicht werden.

Fluggeschwindigkeiten im Überschallgebiet, z. B. mit der Machschen Zahl 2 bis 3, erfordern große Schubkräfte des Antriebs. Diese sind mit periodisch arbeitenden Rückstoßantrieben erreichbar. Der dabei für den Rückstoßantrieb erforderliche Rohrquerschnitt erreicht Werte, die in ihrer Größe denjenigen der erforderlichen Rumpfquerschnitte eines Überschallflugzeugs entsprechen. Die gekennzeichnete Vereinigung führt zu einem geringen äußeren Widerstand des Flugzeugs. Es wird ein wesentlicher Teil des sonst auftretenden äußeren Widerstands eines Flugzeugs dadurch vermieden, daß praktisch der Gesamtquerschnitt des Flugzeugs durch den Strahl der Antriebsgase ausgefüllt wird. Der verbleibende äußere Widerstand des Rumpfes besteht im wesentlichen nur aus der Kraftwirkung, die aus der Oberflächenreibung der vorbeiströmenden Luft erfolgt. Der am Einlauf der Luft auftretende Widerstand wird durch die Anordnung des Verdichters für die im Rückstoßantrieb verarbeitete Luft im wesentlichen in verwertbare Verdichtungsenergie umgesetzt, durch welche der thermische Wirkungsgrad des Rückstoßantriebs erhöht wird.

Um eine möglichst geringe Oberflächenreibung zu erhalten, ist eine laminare Grenzschicht anzustreben. Bei einer Bauart nach der Erfindung ist diese dadurch zu erzielen, daß die Einheit von Rumpf und Trieb-

werk über ihre Länge hin eine schwache Erweiterung des Querschnitts erhält.

Die gekennzeichnete Bauart führt im Verein mit den günstigen thermischen Wirkungsgraden eines periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitenden Rückstoßantriebes zu einem so sparsamen Brennstoffverbrauch, daß bei hohen Geschwindigkeiten verhältnismäßig große Flugstrecken erreicht werden können. Das geringe Gewicht des Flugzeuges und die große Schubkraft des Rückstoßantriebes, die insbesondere auch bei kleinen Fluggeschwindigkeiten vorliegt, ergeben dazu bemerkenswert große Steiggeschwindigkeiten.

#### PATENTANSPRÜCHE:

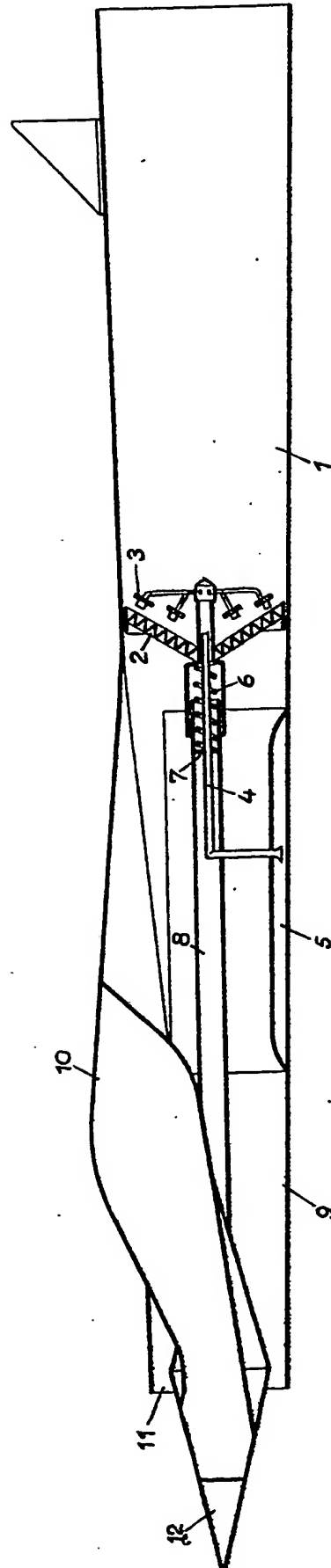
1. Flugzeug mit einem periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitenden rohrförmigen Rückstoßantrieb, dadurch gekennzeichnet, daß der Rückstoßantrieb (1) am Ende des Flugzeugrumpfes angeordnet ist und mit diesem eine rohrförmige, gerade gestreckte Einheit bildet und daß der äußere Querschnitt der rohrförmigen Einheit, zwecks Ausbildung einer laminaren Grenzschicht in der umströmenden Luft, wenigstens teilweise zum Ende hin sich stetig vergrößernd ausgebildet ist, wobei innerhalb des Anfangsquerschnitts der Einheit ein Verdrängungskörper (12) zur Verdichtung der im Fluge einströmenden Luft angeordnet ist.

2. Flugzeug mit einem periodisch und mit Stoßwellenzündung arbeitenden rohrförmigen Rückstoßantrieb nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß das Einlaßventil (2) des Rückstoßantriebes gegen den Flugkörper verschieblich und federnd gelagert ist.

In Betracht gezogene Druckschriften:  
Britische Patentschrift Nr. 670 736;  
französische Patentschrift Nr. 995 173.

Entgegengehaltene ältere Rechte:  
Deutsches Patent Nr. 947 655.

Hierzu 1 Blatt Zeichnungen



**THIS PAGE BLANK (USPTO)**